

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СПОСОБОВ АППРОКСИМАЦИИ ГРАНИЦ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

С. М. Аульченко, А. Ф. Латыпов, Ю. В. Никуличев

*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН
aultch@itam.nsc.ru*

При сравнении результатов численных расчетов обтекания крыловых профилей с экспериментом, а также с расчетами других исследователей нередко остается без внимания вопрос о способе аппроксимации контура профиля, заданного во всех случаях таблично. Это может стать основой для неверной интерпретации полученных результатов, особенно при их значительном несовпадении друг с другом, причиной которого часто являются именно разные способы аппроксимации границы.

Проблема аналитического описания и представления в ЭВМ различных криволинейных границ, тесно связанная с представлением таблично заданных функций, возникает во многих прикладных задачах. В зависимости от конкретных требований опорные точки могут быть узлами для самой кривой либо узлами характеристического каркаса, определяющего ее форму. Главными проблемами существующих методов являются: тенденция к осцилляциям для полиномиальных представлений, невысокая степень гладкости сопряжения для кусочно-полиномиальных представлений и необходимость задания производных в узлах для эрмитовой интерполяции. Недостатком кривых Фергюссона–Бернштейна–Безье [1] является слабая связь их с характеристической ломаной для полиномов высокой степени, что делает невозможным одновременное удовлетворение, при необходимости, условиям сопряжения нужного порядка и хорошего приближения к узлам каркаса.

Для описания геометрии границы авторами был развит метод параметрической полиномиальной аппроксимации любой степени гладкости (LL-аппроксимация), свободный от возможных осцилляций при варьировании определяющих параметров. Получены теоремы об отсутствии перегибов, о монотонности и оценки точности [2,3].

В рамках представленной работы методом граничных элементов [4] были проведены расчеты обтекания таблично заданного крылового профиля [5] дозвуковым потоком идеального газа при числе Маха невозмущенного потока $M_\infty = 0.1$. Угол атаки $\alpha = 0^\circ$.

Число граничных элементов, их распределение по контуру и иные параметры алгоритма одинаковы во всех расчетах.

Были использованы четыре варианта аппроксимации контура:

1. параметрическая аппроксимация первого порядка гладкости со степенью полиномов на интервалах $S=4$;
2. *LL*-аппроксимация бесконечного порядка гладкости со степенью полиномов на интервалах $S=5$ при $L=2$;
3. кубический сплайн;
4. *LL*-аппроксимация бесконечного порядка гладкости со степенью полиномов на интервалах $S=3$ при $L=1$.

Геометрия контура и полученные распределения коэффициента давления приведены на рисунках 1 – 2 и 5 – 6. Обращает на себя внимание близость результатов расчета на рис. 1 и 2, рис. 3 и 4 при значительном расхождении между первой группой и второй. Что касается сравнения с экспериментальными результатами из [5], то по коэффициенту подъемной силы C_y все расчеты лежат в 10%-м интервале при лучшем соответствии вариантов 1- 2. Коэффициент же момента M_z для вариантов расчета 5 - 6 от эксперимента и вариантов 1 – 2 отличается значительно. Это расхождение объясняется поведением на отрезке хорды $[0.6-1.0]$ первой Y' и второй Y' производных функции, задающей верхний контур, представленных на рис. 3 – 4 и рис. 7 – 8. Осцилляции в распределении коэффициента давления порождаются осцилляциями второй производной при гладкой аппроксимации участков контура, близких к прямолинейным, и зависят от их амплитуды. Предпочесть первый вариант аппроксимации нельзя из-за наличия разрывов кривизны контура, что может привести к появлению особенностей в решении краевой задачи. Поэтому, предпочтительным представляется вариант *LL*-аппроксимации с высокой степенью полиномов на интервалах интерполяции при небольшом их числе, что существенно снижает амплитуду осцилляций производных в узлах сопряжения (на интервалах интерполяции вторая производная знак сохраняет [3]). В варианте 2 число интервалов интерполяции выбрано равным числу таблично заданных координат контура, что избыточно с точки зрения точности аппроксимации.

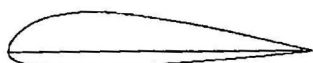
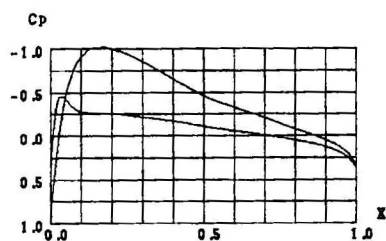


Рис. 1

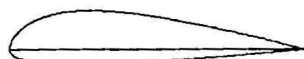
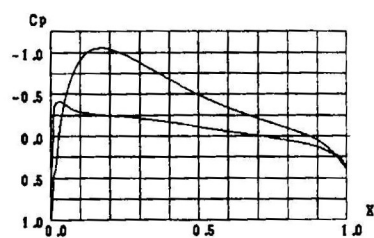


Рис. 2

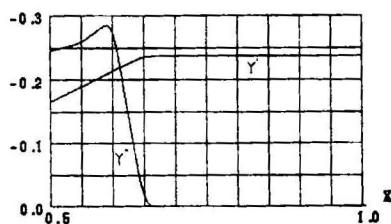


Рис. 3

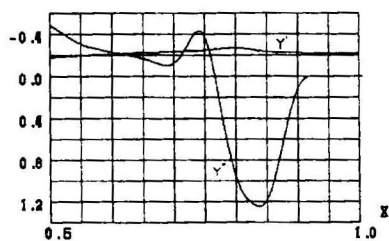


Рис. 4

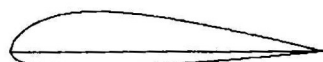
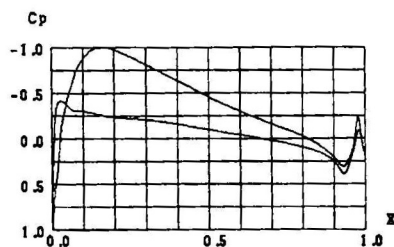


Рис. 5

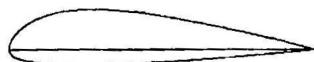
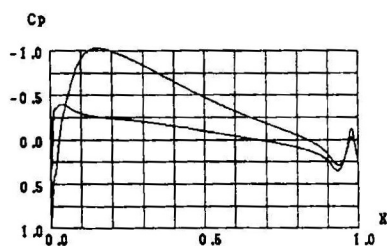


Рис. 6

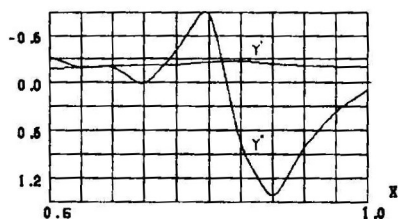


Рис. 7

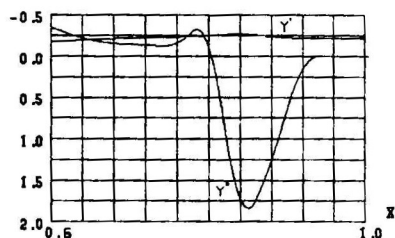


Рис. 8

ЛИТЕРАТУРА

1. Фокс А., Пратт М. *Вычислительная геометрия*. – М.: Мир, 1982.
2. Аульченко С.М., Латыпов А.Ф. *Построение плоских кривых с помощью параметрических полиномов четвертого порядка* // Ж. вычисл. матем. и матем. физики. – 1995. – Т.35. – N 7. – С.1139-1142.
3. Аульченко С.М., Латыпов А.Ф., Никуличев Ю.В. *Построение кривых с помощью параметрических полиномов* // Ж. вычисл. матем. и матем. физики. 1998. – Т.38. – N12. – С.1967-1972.
4. Аульченко С.М., Латыпов А.Ф. *Построение крыловых профилей в дозвуковом потоке газа методами численной оптимизации* // Механика жидкости и газа. – 1997. – №2. – С.174-182.
5. Кашафутдинов С.Т., Моисеева Р.В. *Атлас аэродинамических характеристик планерных крыловых профилей*. – М.: Машиностроение, 1966.